



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONCEPCE USPOŘÁDÁNÍ POHONNÉ JEDNOTKY NA LETOUNU

THE CONCEPTION OF POWER UNIT ARRANGEMENT ON AIRCRAFT

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

MARTIN BAUER

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. ANTONÍN PÍŠTĚK, CSc.

BRNO 2012

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Akademický rok: 2011/2012

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Martin Bauer

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Strojní inženýrství (2301R016)**

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem c.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Koncepce uspořádání pohonné jednotky na letounu

v anglickém jazyce:

The conception of power unit arrangemet on aircraft

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Uspořádání pohonné jednotky na letounu je jednou z významných charakteristik, které mají vliv na výkony i provozní vlastnosti letounu. Uveďte základní typy pohonných jednotek, uspořádání, případně s nástinem historického vývoje. Proved'te literární rešerši současných řešení na konkrétních letounech a uveďte výhody a nevýhody daného uspořádání. Uveďte také přehled moderních pohonných jednotek a jejich hodnocení.

Cíle bakalářské práce:

Vypracování přehledu koncepcí uspořádání pohonných jednotek na letounu, popisu výhod a nevýhod jednotlivých řešení a případně odhad, nebo nástin vývoje moderních letounu z hlediska zadané problematiky.

Seznam odborné literatury:

- /1/ Jane's : All the Worlds Aircraft (všech vydání)
 - /2/ časopisecká literatura
 - /3/ Tuma, J.: Letadla
 - /4/ Niu, M.C.Y: Airframe Structural design
 - /5/ Pazmany, L.: Landing Gear Design For Light Aircraft
- Prospekty
Internetovské zdroje

Vedoucí bakalářské práce: prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2011/2012.

V Brně, dne 21.11.2011

L.S.

prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

Ředitel ústavu

prof. RNDr. Miroslav Doupovec, CSc.

Děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce se zabývá koncepcemi umístění pohonných jednotek na letounech. Je zde vytvořen přehled uspořádání pohonných jednotek v jednotlivých kategoriích letounů. V práci jsou uvedeny výhody a nevýhody různých řešení z hlediska aerodynamického, pevnostního, konstrukčního, výkonnostního, provozního a bezpečnostního.

ABSTRACT

This bachelor's thesis deals with conceptions of the power unit arrangements on aircrafts. There is an overview of the conceptions in the various categories of the aircrafts. It brings out the advantages and the disadvantages in terms of aerodynamics, strength, design, operational performance and safety.

KLÍČOVÁ SLOVA

Koncepce uspořádání pohonné jednotky na letounu, umístění motoru na letounu, letadlový motor, letecký motor.

KEYWORDS

Location of the engine on aircraft, placing of the engine on aircraft, power unit arrangement on aircraft, aircraft engine, aircraft power unit.

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

BAUER, M. *Koncepce uspořádání pohonné jednotky na letounu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2012. 54 s. Vedoucí bakalářské práce prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci na téma Koncepce uspořádání pohonné jednotky na letounu vypracoval samostatně pod vedením prof. Ing. Antonína Pišťka, CSc. s použitím uvedené literatury.

V Brně dne 24.5.2012

.....

Martin Bauer

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji tímto prof. Ing. Antonínu Píšťkovi, CSc. za cenné připomínky a rady při vypracovávání bakalářské práce.

OBSAH

1. Úvod.....	12
2. Základní typy pohonných jednotek.....	13
2.1 Pístové motory.....	13
2.2 Turbiovrtulové motory.....	14
2.3 Proudové motory.....	15
3. Počet motorů – omezení pro dopravní letouny.....	16
4. Uspořádání pohonné jednotky na letounu.....	18
4.1 Letouny s pístovými motory.....	18
4.1.1 Jednomotorové pístové letouny.....	18
4.1.2 Vícemotorové pístové letouny.....	21
4.2 Letouny s turbiovrtulovými motory.....	23
4.2.1 Turbiovrtulový motor umístěný pod osou křídla.....	23
4.2.2 Turbiovrtulový motor umístěný nad osou křídla.....	24
4.3 Letouny s proudovými motory.....	25
4.3.1 Dopravní letouny s proudovými motory (podzvukové).....	25
4.3.2 Velké nadzvukové letouny.....	36
4.3.3 Vojenské letouny.....	38
5. Moderní pohonné jednotky.....	44
5.1 Dvouproudový motor s dmychadlem poháněným přes reduktor.....	44
5.2 Propfan – dmychadlová vrtule.....	44
5.3 UDF- Unducted fan (nezaplášťované dmychadlo).....	45
5.4 Motor s protiběžnými zaplášťovanými dmychadly.....	46
5.5 NEWAC (New aero engine core concepts).....	47
6. Budoucí koncepce uspořádání pohonné jednotky na letounu	48
7. Závěr.....	50
Seznam použitých zdrojů.....	51
Seznam použitých zkratk a symbolů.....	54

1. ÚVOD

Uspořádání pohonné jednotky ovlivňuje v mnoha ohledech charakteristiky letounu. Jde zejména o řízení letounu, maximální vztlak, propulzní účinnost, stabilitu, odpor, hmotnost letounu a jeho bezpečnost. Volba uspořádání motorů se tedy stává důležitým krokem v návrhu a konstrukci letounu a této problematice je vždy věnována zvláštní pozornost.

Uspořádání pohonných jednotek letounů podstatně závisí na typu zvolené pohonné jednotky. Proto je úvodní část práce věnována rozdělení základních typů a popisu leteckých motorů.

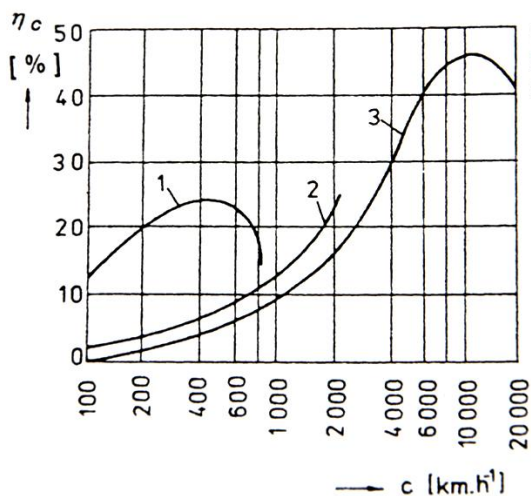
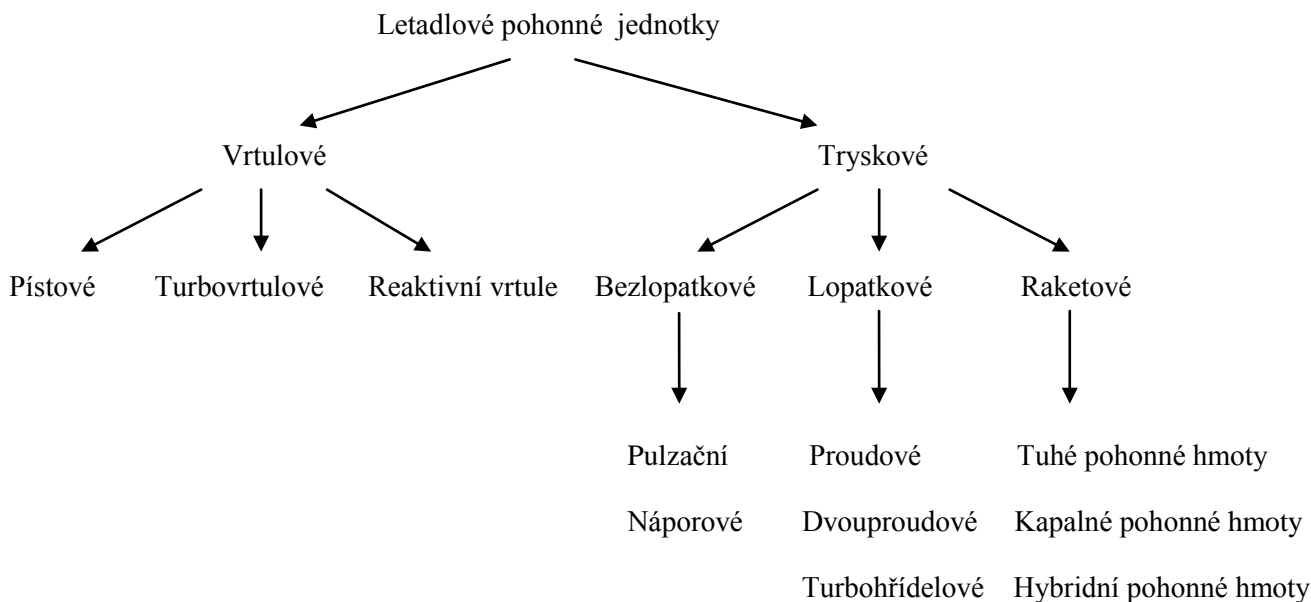
Následná část práce se zaměřuje na přehled jednotlivých uspořádání pohonných jednotek, na jejich charakteristiku s uvedením příkladu letounů a popisem výhod a nevýhod daného uspořádání.

V části týkající se koncepce letounů s proudovými motory je větší pozornost věnována oblasti dopravních letounů.

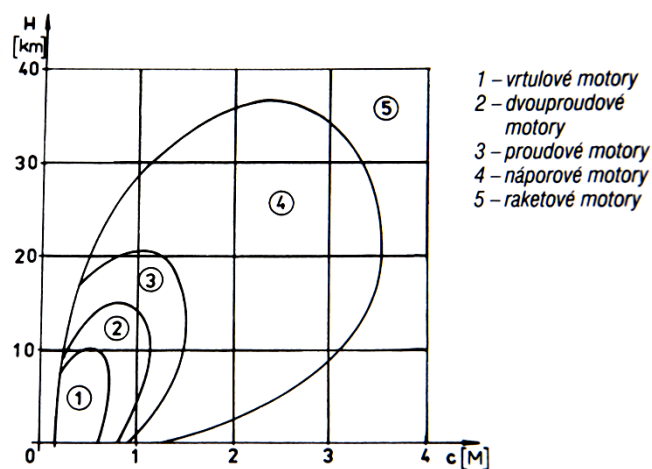
Závěr práce popisuje moderní pohonné jednotky a možné budoucí koncepce jejich uspořádání.

2. ZÁKLADNÍ TYPY POHONNÝCH JEDNOTEK

V této kapitole se budeme zabývat rozdělením, použitím, výhodami a nevýhodami základních typů letadlových pohonných jednotek.



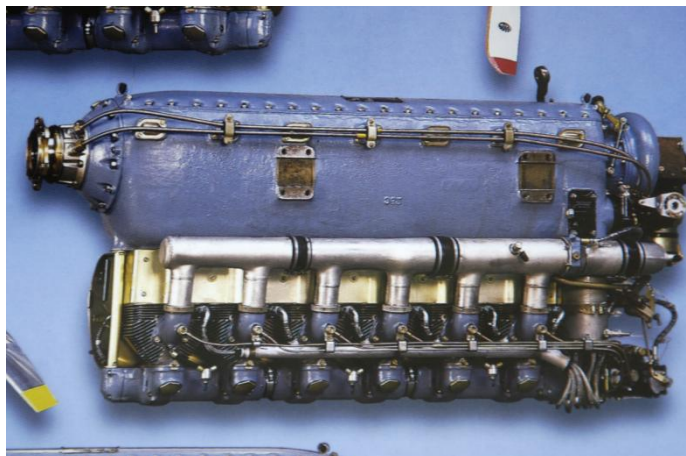
Obrázek 2.1: Závislost celkové účinnosti na rychlosti letu jednotlivých druhů pohonu [3]



Obrázek 2.2: Rozsah použitelných výšek a rychlostí letu jednotlivých druhů pohonu [3]

2.1 PÍSTOVÉ MOTORY

Do 40. let byly pístové motory jedinou užívanou pohonnou jednotkou v letectví. Po nástupu proudových motorů se pístové motory používají pouze u letadel GA (general aviation), LSA (light sport aircraft) a UL (ultralight aviation). Výkony se pohybují od 50 kW do 350 kW (v minulosti u dopravních letounů až 3000 kW).

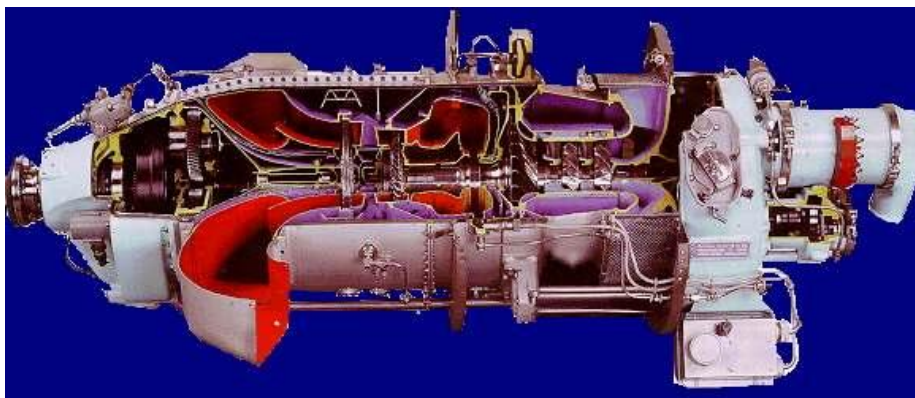


Obrázek 2.2: Pístový motor Avia M337 [3]

- [+] Vysoká účinnost při nižších rychlostech.
- [+] Vysoká spolehlivost.
- [+] Jednoduchá údržba.
- [-] Vysoká měrná hmotnost (0,67-1,3 kg/kW).
- [-] Nemožné dosáhnout vyšších rychlostí.

2.2 TURBOVRTULOVÉ MOTORY

Turbovrtulové motory jsou nejefektivnější ve středních letových rychlostech ($v < 0,6-0,8M$) a středních letových výškách (6000-10000m). Používají se u letounů GA (general aviation), menších dopravních letounů určených většinou pro regionální dopravu, a také u vojenských transportních letounů. Výkony dosahují až 11 000 kW.



Obrázek 2.3: Turbovrtulový motor GE M601 [12]

- [+] Nízká měrná hmotnost (0,27-0,33 kg/kW) v porovnání s pístovým motorem.
- [+] Menší spotřeba paliva než u proudových motorů.
- [+] Kratší vzletová a přistávací dráha než u letounů s proudovými motory.
- [-] Větší spotřeba paliva než u pístových motorů.

- [-] Rychlostní omezení.
- [-] Větší měrná hmotnost než u proudových motorů.
- [-] Omezení v umístění motoru na letounu z důvodu použití vrtule.

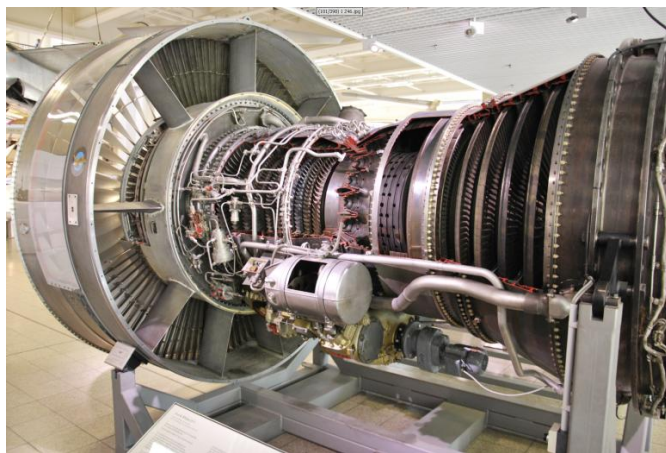
2.3 PROUDOVÉ MOTORY

Současné proudové motory se vyznačují velkou mnohotvárností. Čistě proudové motory se používají u letounů letajících velkou rychlostí a ve velkých výškách, tedy zejména u vojenských letounů. K dosažení velkých rychlostí (M2 až M3) je zapotřebí vstříkovat palivo do vhodně upravené výstupní trysky (přídavné spalování). Tah motoru se zvýší o 40 až 60% a měrná spotřeba o 100% a více. Moderní jednoproudové motory dosahují tahu 80 kN až 120 kN bez přídavného spalování.

U velkých dopravních letounů jsou nejrozšířenější kategorií motory dvouproudové s velkým obtokovým poměrem (0,4-8) a vysokým stlačením, a to pro nízkou měrnou spotřebu, nízkou hladinu hluku a škodlivých emisí. Motory dosahují tahu 450 kN, průměru přes 2800 mm a hmotnosti kolem 7500 kg.

Další výkonová kategorie, kde se dvouproudové motory rozšířily, je oblast tahu 10 až 20 kN. Tyto motory jsou používány pro pohon dopravních regionálních a služebních letounů.

- [+] Nízká měrná hmotnost (0,2-0,25 kg/kW).
- [+] Vysoký tah.
- [+] Více možností umístění motoru na letounu při absenci vrtule.
- [-] Velká spotřeba paliva.



Obrázek 2.4: Dvouproudový motor Pratt & Whitney JT 9 [8]

3. POČET MOTORŮ – OMEZENÍ PRO DOPRAVNÍ LETOUNY

Podstatný vliv na počet i uspořádání pohonných jednotek mají také závazné předpisy a směrnice vydávané leteckými úřady.

Dvoumotorové dopravní letouny, které létají dále než 60 minut letu od záložního letiště, musí splňovat stále platný požadavek ETOPS (Extend-range-Twin-engine Operational Performance Standart), a to především v oblasti spolehlivosti motorů.

V roce 1953 FAA (Federal Aviation Administration) vydalo nařízení, aby dvoumotorové dopravní letouny létaly v maximální vzdálenosti 60 minut letu od záložního letiště (obr. 3.1). Důvodem byla menší spolehlivost pístových motorů. V 50. a 60. letech nahradily pístové motory proudové motory, které prokázaly větší spolehlivost. V roce 1964 bylo zrušeno omezení pro třímotorová letadla. Začal prudký nárůst výroby třímotorových dopravních letounů. Zvyšováním spolehlivosti proudových letounů docházelo postupně ke zvyšování prahového času. V roce 1988 FAA prodloužila prahový čas až na 180 minut (obr. 3.2), což vedlo k ukončení výroby třímotorových dopravních letounů.

V roce 2007 FAA oznámila, že umožní moderním dvoumotorovým letadlům prodloužení prahového času až na 5,5 hodiny LROPS (Long Range Operational Performance Standards) nezávisle na počtu motorů. Tím se dvoumotorovým letadlům otevřou přímé tratě prakticky po celé Zemi a umožní tak přímé lety přes polární tratě, pouště a oceány.



Obrázek 3.1: Dosah s maximální vzdáleností od záložního letiště 60 minut [14]



Obrázek 3.2: Dosah s maximální vzdáleností od záložního letiště 180 minut [14]

4. USPOŘÁDÁNÍ POHONNÉ JEDNOTKY NA LETOUNU

4.1 LETOUNY S PÍSTOVÝMI MOTORY

4.1.1 JEDNOMOTOROVÉ PÍSTOVÉ LETOUNY

LETOUNY S PÍSTOVÝM MOTOREM UMÍSTĚNÝM V PŘÍDI (TAŽNÁ VRTULE)

Toto umístění motoru má většina jednomotorových letounů s pístovým motorem. Jedná se například o letoun Zlín Z-142 (obr. 4.1) a VUT 100 Cobra.



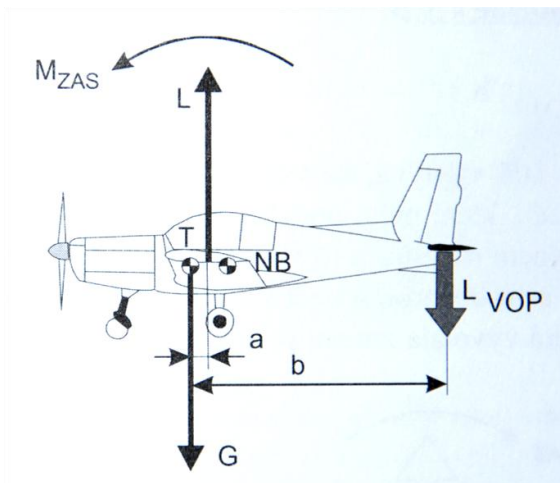
Obrázek 4.1: Zlín Z-142 [8]

- [+] Dobré aerodynamické vlastnosti.
- [+] Vrtule pracuje v nerozrušeném vzduchu.
- [+] Trup volný pro náklad a posádku.
- [+] Dobrá dostupnost motoru při údržbě.
- [+] Motor umístěný v přídi posouvá těžiště dopředu \Rightarrow větší podélná statická stabilita.
- [-] Složitá zástavba přední podvozkové nohy a speciálních zařízení v přídi (radar, kamera).
- [-] Horší výhled pilota dopředu.

Letoun je podélně staticky stabilní pouze v případě, že se těžiště nachází před neutrálním bodem letounu (obr. 4.2). Letouny s motorem umístěným v zadní části mohou mít problém se statickou stabilitou .

Zjednodušeně lze uvažovat vztah: $L + M_{ZAS} = L_{VOP} b$

L – vztlak křídla; **a** – vzdálenost těžiště od působíště vztlaku křídla; **M_{ZAS}** – klopivý moment křídla vztažený k aerodynamickému středu křídla; **L_{VOP}** – vyvažovací síla VOP; **b** – vzdálenost těžiště od působíště vyvažovací síly na VOP; **G** – tíhová síla; **T** – těžiště letounu; **NB** – neutrální bod



Obrázek 4.2: Podélná momentová rovnováha letounu [5]

Při náhodné výchylce, která zvětší podélný sklon letounu, dojde ke zvýšení vzlaku křídla a snížení vyvažovací síly VOP a letoun se vrací na původní úhel náběhu.

LETOUNY S PÍSTOVÝM MOTOREM A TLAČNOU VRTULÍ

V současné době je tato konfigurace používána u ultralehkých letounů, bezpilotních letounů (UAV) a FPV rádiem řízených letounů. Motor s tlačnou vrtulí může být umístěn například ve střední části trupu - VUT 001 Marabu (obr. 4.3), mezi ocasními nosníky, nad trupem nebo za svislou ocasní plochou.



Obrázek 4.3: Letoun VUT 001 Marabu [15]

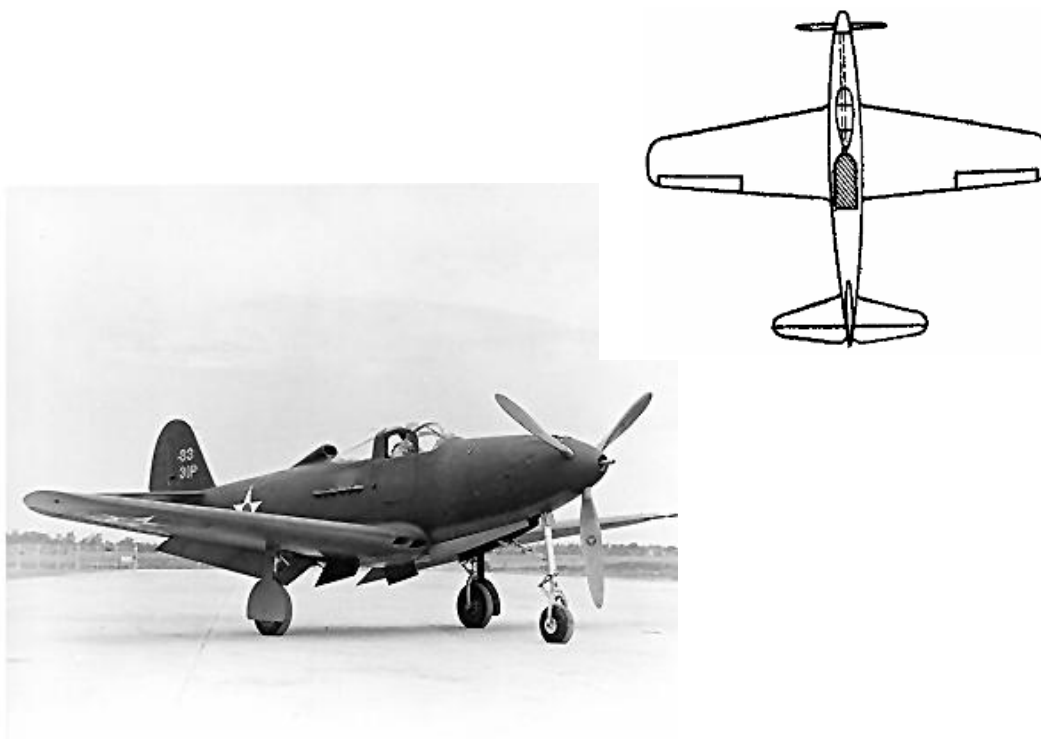
Oproti letounům s tažnou vrtulí mají letouny s tlačnou vrtulí tyto výhody a nevýhody:

- [+] Křídlo a trup jsou obtékány nerozrušeným proudem vzduchu.
- [+] Dobrý výhled pilota dopředu.
- [+] Jednoduchá zástavba přední podvozkové nohy a speciálních zařízení v přídi (radar, kamera, atd.).
- [+] Tlačná vrtule na koci trupu stabilizuje \Rightarrow stabilizační svislé ocasní plochy mohou být menší \Rightarrow menší citlivost na boční vítr.

- [+] Větší bezpečnost posádky při požáru motoru nebo zničení vrtule.
- [-] Konstrukčně složitější, nárůst hmotnosti a odporu.
- [-] Potřeba hlídat rozložení hmotnosti nákladu a posádky.
- [-] Větší vzletová rychlost a delší vzletová dráha.
- [-] Větší náchylnost k pádu do ploché vývrtky.
- [-] Účinnost tlačné vrtule o 2-5% menší než u tažné vrtule.
- [-] Větší vibrace, větší hluk než u letounů s tažnou vrtulí (výfukové plyny procházejí přes vrtuli).
- [-] Horší chlazení motoru.
- [-] U některých letounů s tlačnou vrtulí nebezpečí kontaktu vrtule se zemí při vzletu.

LETOUNY S PÍSTOVÝM MOTOREM UMÍSTĚNÝM VE STŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU

Jedná se o velmi ojedinělou koncepci, která byla použita u stíhacích letounů Bell P-39 Aircobra (obr. 4.4) a P-63 Kingcobra za druhé světové války.



Obrázek 4.4: Letoun Bell P-39 s motorem ve střední části trupu [16, 9]

- [+] Jednodušší zástavba přední podvozkové nohy a speciálních zařízení (zbraně) v přídi.
- [-] Přenos krouticího momentu zvyšuje hmotnost a snižuje spolehlivost pohonné jednotky.
- [-] Špatné chlazení motoru.

4.1.2 VÍCEMOTOROVÉ PÍSTOVÉ LETOUNY

LETOUNY S PÍSTOVÝMI MOTORY NA KŘÍDLECH A TAŽNOU VRTULÍ

Tuto koncepci mají téměř všechny vícemotorové pístové letouny. Příkladem je letoun Let L-200 Morava (obr. 4.5) a Beechcraft Baron.



Obrázek 4.5: Let L-200 Morava [8]

- [+] Při vysazení jednoho motoru poskytuje tah letounu stále druhý motor.
- [+] Během letu motor odlehčuje křídlo a zlepšuje jeho aeroelastické vlastnosti.
- [+] Vrtulový proud zlepšuje pádové vlastnosti křídla.
- [+] Jednoduchá zástavba přední podvozkové nohy a speciálních zařízení v přídi (radar, kamera).
- [+] Dobrý výhled pilota dopředu.
- [+] Hlavní podvozek lze zatahovat do gondoly motoru.
- [-] Velký zatáčivý moment při vysazení jednoho motoru.
- [-] Vzniká interferenční odpor mezi křídlem a gondolou motoru.
- [-] Křídlo obtékáno rozrušeným proudem vzduchu od vrtule.

LETOUNY S PÍSTOVÝMI MOTORY NA KŘÍDLECH A TLAČNOU VRTULÍ

V současné době výjimečná koncepce použitá například u letounu EM-11 ORKA (obr. 4.6).

Oproti letounům s tažnou vrtulí mají tyto výhody a nevýhody:

- [+] Křídlo obtékáno nerozrušeným proudem, při použití laminárního profilu se značně snižuje odpor letounu.
- [-] Složitá zástavba zařízení pro zvýšení vztlaku na odtokové hraně křídla v oblasti motorů.
- [-] Větší vibrace a hluk než u letounů s tlačnou vrtulí (výfukové plyny prochází přes vrtuli).
- [-] Horší aeroelastické vlastnosti křídla.



Obrázek 4.6: Letoun EM-11 ORKA [17]

LETOUNY S 2 PÍSTOVÝMI MOTORY A TAŽNOU I TLAČNOU VRTULÍ

Velmi nezvyklá koncepce, kterou má například letoun Cessna Skymaster (obr. 4.7). Spočívá v použití dvou motorů, z nichž jeden je opatřen tažnou a druhý tlačnou vrtulí.

[+] Nižší odpor než u letounů s motory umístěnými na křídlech.

[+] Při vysazení motoru nevzniká zatáčivý moment.



Obrázek 4.7: Letoun Cessna Skymaster [8]

TŘÍMOTOROVÉ LETOUNY S PÍSTOVÝMI MOTORY UMÍSTĚNÝMI V PŘEDNÍ ČÁSTI TRUPU A NA KŘÍDLECH S TAŽNOU VRTULÍ

Jedná se o historickou koncepci, která byla poměrně častá u dopravních letounů ve 20. a 30. letech, kdy pístové motory nebyly příliš spolehlivé a výkonné. Toto umístění motorů kombinuje výhody a nevýhody motoru v přední části letounu a motorů na křídlech s tažnou vrtulí. Koncepce byla použita například u letounu Ford Trimotor a Junkers Ju-52 (obr. 4.8).



Obrázek 4.8: Letoun Junkers Ju-52 [8]

4.2 LETOUNY S TURBOVRTULOVÝMI MOTORY

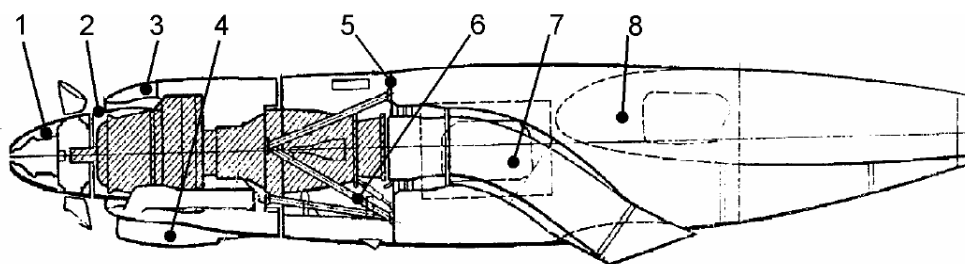
Koncepce uspořádání turbovrtulových motorů a jejich výhody a nevýhody jsou podobné s pístovými motory. Mezi nejvíce rozšířené koncepce patří:

- turbovrtulový motor umístěný v přední části (Aero Ae- 270 Ibis)
- dva nebo čtyři turbovrtulové motory na křídlech.

Podle vzájemné polohy motoru a křídla můžeme umístění motorů na křídlech dělit na dvě skupiny.

4.2.1 TURBOVRTULOVÝ MOTOR UMÍSTĚNÝ POD OSOU KŘÍDLA

Turbovrtulové hornoplošníky mají obvykle umístěny motory pod osou křídla. Například letoun LET L – 410 Turbolet (obr 4.10), Evektor EV – 55 Outback.



1 - kužel vrtule; 2 - kryt reduktoru; 3 - kryt motoru; 4 - chladič oleje; 5 - protipožární přepážka; 6 - motorové lože; 7 - výstupní systém; 8 - nosné žebro

Obrázek 4.9: Turbovrtulový motor umístěn pod osou křídla [9]

- [+] Gondola motoru je krátká \Rightarrow nižší hmotnost a odpor.
- [+] Maximální tloušťka gondoly motoru je předsunuta před maximální tloušťku křídla \Rightarrow dochází k lepšímu obtékání křídla.
- [+] Zařízení pro zvýšení vztlaku na odtokové hraně křídla lze instalovat i v oblasti motorů.

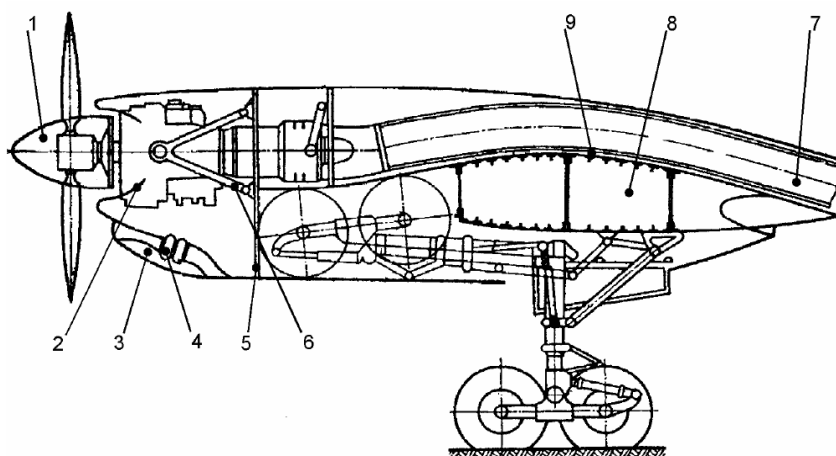


Obrázek 4.10: Letoun LET L – 410 Turbolet [8]

4.2.2 TURBOVRTULOVÝ MOTOR UMÍSTĚNÝ NAD OSOU KŘÍDLA

Toto umístění motoru má většina turbovrtulových dolnoplošníků. Například letoun Saab 340 (obr. 4.12), Beechcraft 350.

- [+] Hlavní přistávací podvozek lze zatahovat do gondoly motoru.
- [-] Pod výstupní potrubí je potřeba instalovat protipožární přepážku
⇒ zvýšení hmotnosti.
- [-] Všechny výhody motoru umístěného pod křídlem se stávají zde nevýhodami.



1 - kužel vrtule; 2 - kryt reduktoru; 3 - kryt motoru; 4 - chladič oleje; 5 - protipožární přepážka;
6 - motorové lože; 7 - výstupní systém; 8 - nosné žebro; 9 – protipožární přepážka

Obrázek 4.11: Turbovrtulový motor umístěn nad osou křídla [9]



Obrázek 4.12: Letoun Saab 340 [8]

4.3 LETOUNY S PROUDOVÝMI MOTORY

4.3.1 DOPRAVNÍ LETOUNY S PROUDOVÝMI MOTORY (PODZVUKOVÉ)

DOPRAVNÍ LETOUNY S PROUDOVÝMI MOTORY UMÍSTĚNÝMI V KOŘENOVÉ ČÁSTI KŘÍDLA

Koncepce umístění motorů v kořenové části křídla byla použita u prvních proudových dopravních letounů. Například u čtyřmotorového letounu de Havilland Comet (obr. 4.13) a dvoumotorového letounu Tupolev Tu-104. Vzhledem k mnoha nevýhodám se později tato koncepce nepoužívala.



Obrázek 4.13: deHavilland Comet [18]

- [+] Minimální škodlivý odpor.
- [+] Nevzniká velký zatáčivý moment díky asymetrickému tahu při poruše motoru.
- [-] Porucha motoru představuje hrozbu pro nosnou konstrukci křídla a trup.

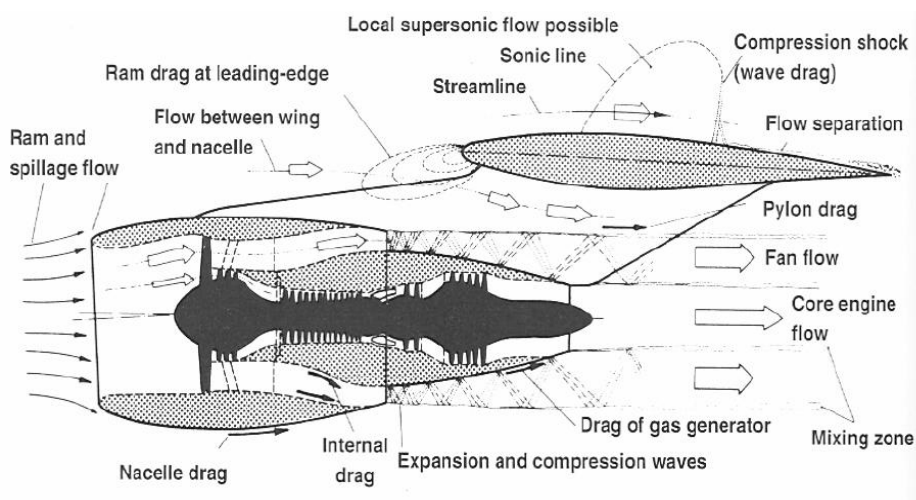
- [-] Velký hluk v kabině pro cestující.
- [-] Výstupní plyny motoru proudí blízko trupu \Rightarrow dochází k poškození potahu trupu.
- [-] Složitá zástavba pásnic a žeber v křídle v oblasti motorů.
- [-] Špatná dostupnost motorů při údržbě.
- [-] Menší palivové nádrže v křídlech.
- [-] Nevhodné pro motory s větším průměrem (dvouproudové motory).
- [-] Složitá zástavba zařízení pro zvýšení vztlaku na odtokové hraně křídla v oblasti motorů.

DOPRAVNÍ LETOUNY S PROUDOVÝMI MOTORY UMÍSTĚNÝMI NA PYLONECH POD KŘÍDLY

V současné době nejpoužívanější koncepce umístění motoru na dopravních letounech (obr. 4.14), která vytlačila (kromě menších dopravních a služebních letounů) umístění motoru v zadní části trupu. I přes horší aerodynamické vlastnosti má totiž lepší vliv na pevnostní charakteristiky křídla. S touto koncepcí se můžeme setkat jak u dvoumotorových (Boeing 737), čtyřmotorových (Boeing 747), tak i šestimotorových dopravních letounů (Antonov An-225 Mrija).



Obrázek 4.14: Letoun Airbus A-320 [8]



Obrázek 4.15: Proudění vzduchu u motoru pod křídlem [11]

Poloha gondoly motoru v podélné ose letounu

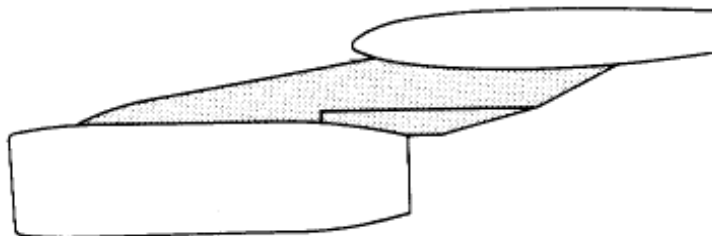
Motory na pylonech pod křídly by měly být umístěny tak, aby se střední část motoru nacházela před předním nosníkem křídla, a bylo menší nebezpečí poškození konstrukce křídla při poruše motoru. U některých letounů (Boeing 737-100) toto umístění motoru nebylo možné, proto bylo nutné doplnit vyztužení gondoly.

Vstup vzduchu u motorů před křídlem se nachází daleko od náběžné hrany křídla. Toto uspořádání dává vyšší účinnost vlivem nerozrušeného proudu vzduchu bez ovlivňování křídla.

Posunutím motorové gondoly dopředu se také zlepšují aeroelastické vlastnosti křídla.

Poloha gondoly motoru v kolmé ose letounu

Dříve se u jednoproudových motorů považovalo za vhodné nechat mezi křídlem a gondolou motoru mezeru o velikosti asi $\frac{1}{2}$ průměru motoru (obr. 4.16). Vzniká zde totiž interferenční odpor.



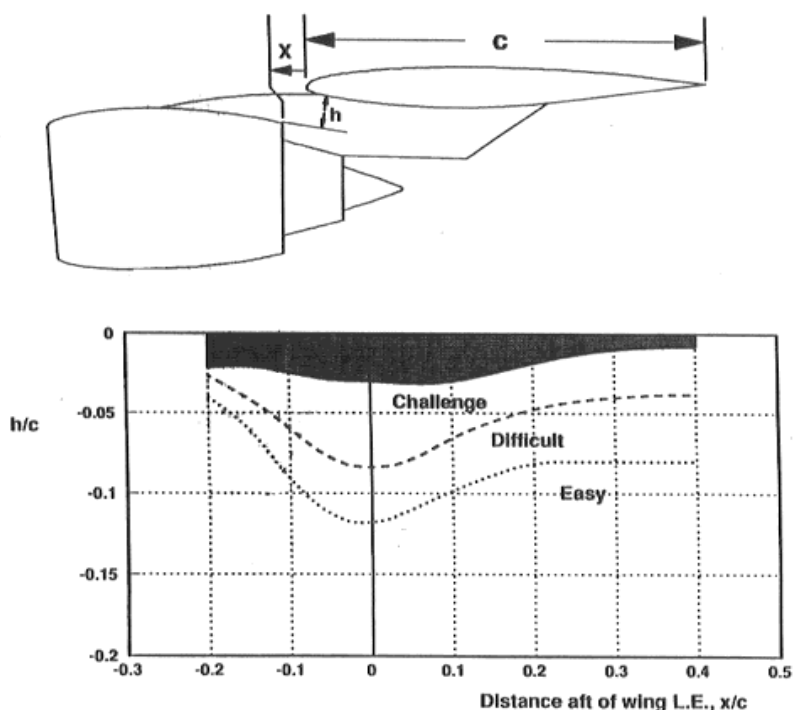
Obrázek 4.16: Jednoproudový motor podvěšený pod křídlem [10]

U dnešních dvouproudových motorů s velkým obtokovým poměrem (6-8) se zmenšila mezera mezi křídlem a gondolou motoru, aby se nemusely používat příliš dlouhé přístávací zařízení (obr. 4.17).



Obrázek 4.17: Dvouproudový motor podvěšený pod křídlem (Boeing 757) [8]

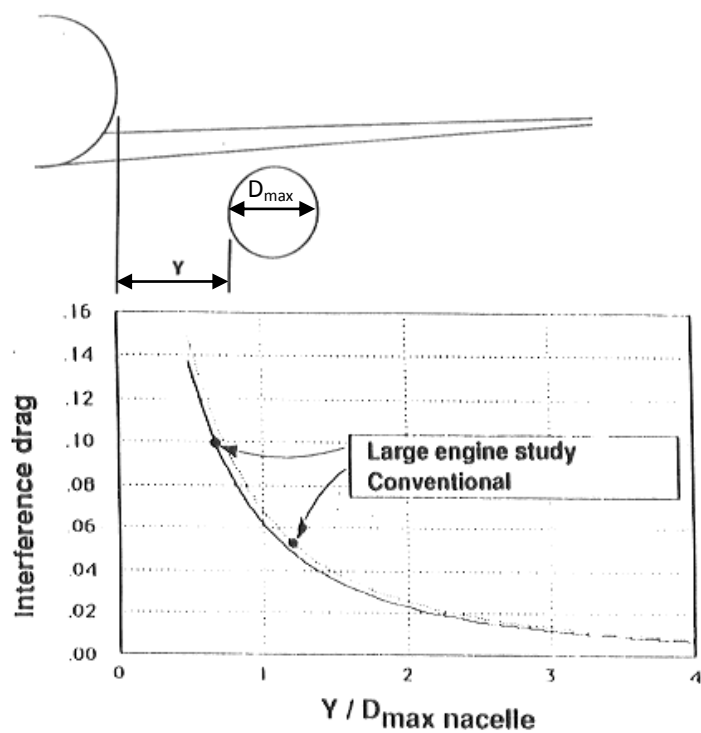
Současné konstrukční návrhy simulované pomocí CFD programů umožňují instalovat motory velmi blízko křídla (obr. 4.18).



Obrázek 4.18: Podvěšený motor umístěný blízko křídla [10]

Poloha gondoly motoru v bočné ose letounu

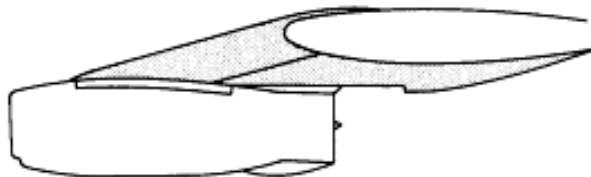
Mezi trupem letounu a gondolou motoru, u čtyřmotorových letounů i mezi samotnými gondolami vzniká interferenční odpor (obr. 4.19).



Obrázek 4.19: Interferenční odpor mezi gondolou motoru a trupem letounu [10]

Pylony podvěšených motorů

Interference mezi křídlem a pylonem zvyšuje odpor a snižuje C_{Lmax} . Pylon, který prochází přes náběžnou hranu křídla, je v tomto ohledu škodlivější (obr. 4.20), než pylon, jehož přední hrana protíná spodní plochu křídla. Pylony procházející přes náběžnou hranu křídla byly použity u dřívějších proudových dopravních letounů (první verze Boeingu 707 a DC-8), a to z důvodů konstrukčních.



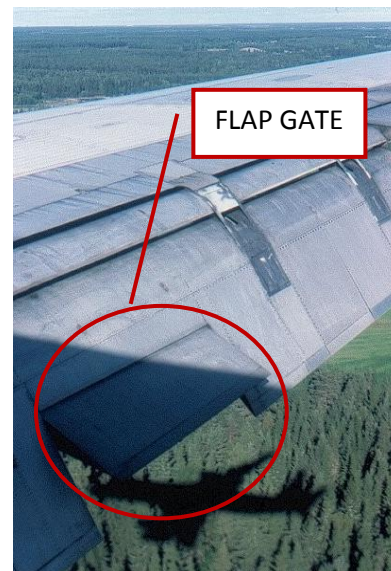
Obrázek 4.20: Pylon procházející přes náběžnou hranu křídla [10]

Vliv podvěšeného motoru na pevnostní charakteristiky křídla

Podvěšené motory snižují za letu ohybový a krouticí moment působící na křídlo. Jeden ze způsobů zvyšování kritických rychlostí aeroelastických jevů (například třepetání - flutter) je posunutí těžištní osy vpřed, proto se motorové gondoly dávají co nejvíce dopředu. Tuhost pylonu motoru je důležitá kvůli aeroelastickému kmitání křídla. Velmi často je problémem konstrukce navrhnout dostatečně pevný pylon, který je relativně pružný tak, aby se jeho vlastní frekvence výrazně lišila od vlastní frekvence křídla.



Obrázek 4.21: Boeing 747 – křidélka a vztlakové klapky [8]



Obrázek 4.22: Flap gate [24]

Zařízení pro zvýšení vztlaku na odtokové hraně křídla v blízkosti motorů

Horké výstupní plyny motoru zvyšují odpor a zatížení vztlakových klapek (někdy je potřeba použít titanové slitiny). Řešením je odstranění klapky za motorem, což vede ke snížení

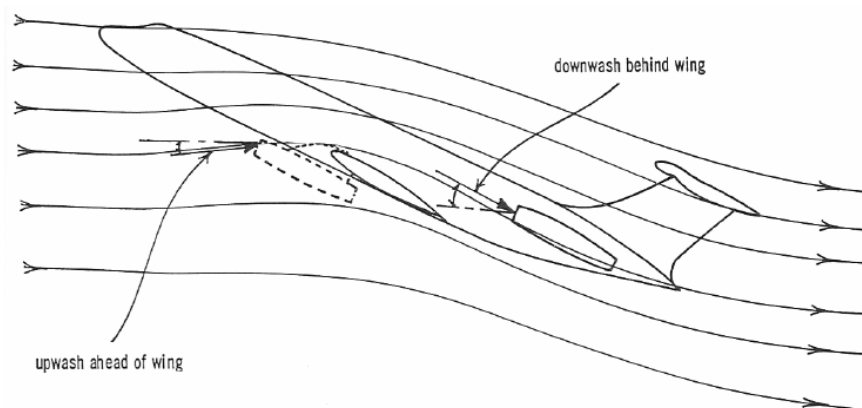
maximálního vztlaku letounu. Ve volném místě mohou být instalovány křídélka (Boeing 747- obr. 4.21). Dříve, například u letounu DC-8, se používaly tzv. flap gates. Při vysunutých klapkách během vzletu výstupní plyny nenarážely do klappek. Při přistávání flap gaty zůstaly vysunuty na úhlu pro vzlet, zbývající klapky se vysunuly úplně na úhel vychýlení pro přistání (obr. 4.22).

Poškození motoru cizím předmětem (FOD- foreign object damage)

Jednou z nevýhod podvěšeného motoru je nebezpečí nasátí nečistot, kamínků a jiných předmětů ze země. To může způsobit zničení lopatek a vážnou poruchu motoru. Řešením je zajistit dostatečnou vzdálenost mezi motorem a zemí. U menších letounů je to nemožné, proto je nutné umístit motor do zadní části trupu. Dalším řešením použitým v minulosti (vyvinuto společností Douglas Aircraft Co. v roce 1957) byla malá vysokotlaká tryska umístěná na spodní straně přední části krytu motoru. Měla za úkol rušit konce vírů vzduchu před motorem tak, aby se víry nedotknuly země, a tím se zabránilo nasátí cizího předmětu do motoru.

Výhody a nevýhody motorů umístěných na pylonech pod křídly

- [+] Motory při letu odlehčují křídlo.
- [+] Motory mají pozitivní vliv na aeroelastické vlastnosti křídla.
- [+] Dobrá dostupnost motorů při údržbě a výměně.
- [+] Možnost použít různých motorů na jednom typu letounu.
- [+] Menší nebezpečí zničení letounu v případě výbuchu nebo požáru motoru.
- [+] Motory umístěné pod křídly posouvají těžiště více dopředu než motory umístěné v zadní části trupu \Rightarrow letoun je podélně staticky stabilnější.
- [+] Větší palivové nádrže v křídlech než u letounů s motory umístěnými v kořenové části křídla.
- [+] Jednoduchá instalace obracečů tahu.
- [+] Křídla zabraňují z části prostupu hluku do kabiny.
- [-] Křídlo méně aerodynamicky čistší \Rightarrow menší C_{Lmax}
- [-] Velký zatáčivý moment při vysazení jednoho motoru.
- [-] Nebezpečí nasátí cizího předmětu do motoru ze země.
- [-] Větší hmotnost a odpor kvůli gondolám motorů.
- [-] Složitá zástavba zařízení pro zvýšení vztlaku na odtokové hraně křídla v oblasti motorů.
- [-] Větší obtížnost nouzového přistání do terénu a na vodní hladinu.
- [-] Velký rozsah úhlu náběhu vzduchu nasávaného do motoru \Rightarrow menší efektivita motoru (obr. 4.23).



Obrázek 4.23: Proudění vzduchu u letounu s motory pod křídlem a v zadní části trupu [11]

DOPRAVNÍ LETOUNY S PROUDOVÝMI MOTORY UMÍSTĚNÝMI V ZADNÍ ČÁSTI TRUPU

Motory umístěné na pylonech v zadní části trupu se dříve používaly i u větších dopravních letounů (čtyřmotorový dopravní letoun Iljušin Il-62). V dnešní době mají motory umístěné v zadní části trupu pouze menší letouny pro regionální dopravu a služební letouny (Embraer ERJ-145, Cessna CJ3 - obr. 4.24), které nemohou mít motory podvěšeny pod křídly kvůli nebezpečí nasátí cizího předmětu ze země.

Pylony by měly být co nejkratší kvůli aerodynamickému odporu, ale zároveň dost dlouhé, aby nevznikal příliš velký interferenční odpor mezi trupem, pylonem a gondolou motoru. Při návrhu letounu DC-9 byly porovnávány v aerodynamickém tunelu motory se skloněnou a symetrickou gondolou, s dlouhou a krátkou gondolou. Jako nejlepší se ukázal motor se skloněnou a krátkou gondolou. Gondola motoru je skloněna i v podélném směru, aby kompenzovala úhel náběhu vzduchu vstupujícího do motoru (obr. 4.25). Dále musí být gondoly umístěny tak, aby minimalizovaly interferenci od úplavu za křídlem.

- [+] Křídlo aerodynamicky čistší \Rightarrow větší $C_{L_{max}}$ \Rightarrow kratší vzlet.
- [+] Jednoduchá instalace zařízení pro zvýšení vztlaku na odtokové hraně křídla.
- [+] Absence pylonů na křídle vede k menšímu aerodynamickému odporu.
- [+] Při vysazení jednoho motoru nevzniká velký zatáčivý moment.
- [+] Menší hluk v kabině.
- [+] Letouny nepotřebují dlouhé přistávací zařízení.
- [-] Těžiště prázdného letounu je posunuto dozadu od těžiště plně naloženého letounu \Rightarrow velký rozsah těžišť \Rightarrow mohou nastat problémy s vyvážením letounu.
- [-] Křídlo bez podvěšených motorů není během letu odlehčováno a má horší aeroelastické vlastnosti.
- [-] Kola podvozku rozvířují vodu na mokré dráze \Rightarrow potřeba speciálních deflektorů na kole, aby se zabránilo nasávání vody do motorů.
- [-] Při vysokých úhlech náběhu úplav od gondol motorů ovlivňuje negativně proudění na T-ocasných plochách \Rightarrow potřeba velké rozpětí vodorovné ocasní plochy, aby byla část mimo ovlivněnou oblast.

- [-] Nebezpečí nasátí odlomeného ledu z křídla do motoru během letu (nehoda letounu McDonnell Douglas MD-81 Scandinavian Airlines let číslo 751 v roce 1991).
- [-] Větší problém s izolací vibrací od motorů.
- [-] Horší dostupnost motorů při údržbě.
- [-] Nebezpečí zničení trupu v případě výbuchu nebo požáru motoru.
- [-] Složitější doprava paliva z křídel k motorům.



Obrázek 4.24: Cessna CJ3 [8]



Obrázek 4.25: Gondola motoru u letounu MD-90 [8]

TŘÍMOTOROVÉ PROUDOVÉ DOPRAVNÍ LETOUNY

V roce 1964 bylo zrušeno omezení pro třímotorové dopravní letouny na dálkových tratích, proto se třímotorové letouny staly do roku 1980 oblíbenou koncepcí dopravních letounů. Kvůli zvýšení spolehlivosti motorů se začaly snižovat omezení pro dvoumotorové letouny. Dnes se tedy vyrábějí pro dlouhé lety pouze dvoumotorové dopravní letouny (Boeing 787, Airbus A 330) a čtyřmotorové dopravní letouny (Boeing 747, Airbus A 380). Třímotorové dopravní letouny se téměř nevyrábí (pouze Dassault Falcon 7X a 900).

Existují dvě koncepce třímotorových dopravních letounů. Buď jsou všechny tři motory umístěny v zadní části (obr. 4.27) nebo dva motory podvěšeny pod křídly a třetí umístěn v zadní části (obr. 4.28). U centrálního motoru je potřeba použít speciálně tvarovaných a natočených obracečů tahu, aby nedošlo k interferenci s řídícími ocasními plochami. Dvě nejčastější řešení jsou motor s s-tvarovaným vstupním ústrojím a motor s přímým vstupním ústrojím (obr. 4.26).

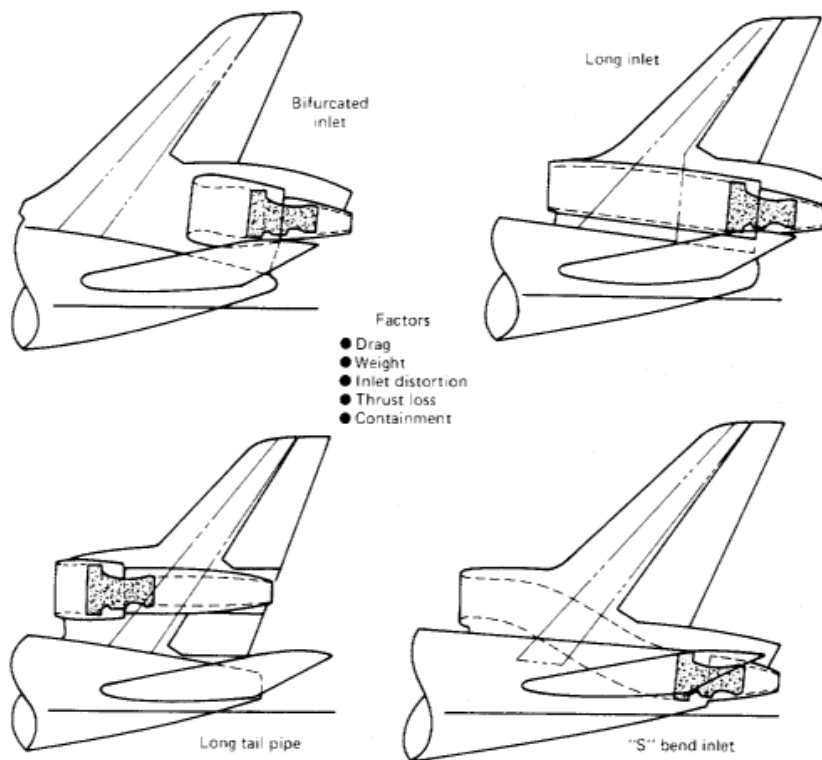
Motor s s-tvarovaným vstupním ústrojím:

- Boeing 727, Tupolev Tu-154 (obr. 4.27)
 - [+] Jednodušší údržba a výměna motoru.
 - [+] Nižší hmotnost.
 - [+] Menší odpor.
 - [-] Konstruktivně složitější \Rightarrow vyšší cena.
 - [-] Menší efektivita motoru kvůli ztrátám v sání.
 - [-] Motor narušuje strukturu zadní části trupu.

Motor s přímým vstupním ústrojím:

- McDonnell Douglas DC-10, McDonnell Douglas MD-11 (obr. 4.28)

- [+] Vyšší účinnost motoru kvůli lepšímu vstupu vzduchu do motoru.
- [-] Motor umístěn výše \Rightarrow náročnější údržba a výměna motoru.
- [-] Větší celkový odpor letounu (o 2-4%).
- [-] Větší hmotnost.



Obrázek 4.26: Koncepty řešení centrálního motoru [10]



Obrázek 4.27: Tupolev Tu-154 [8]



Obrázek 4.28: McDonnell Douglas MD-11 [8]

DOPRAVNÍ LETOUNY S PROUDOVÝMI MOTORY UMÍSTĚNÝMI NAD KŘÍDLEM

Jde o výjimečnou koncepci použitou na letounu Antonovu An-72/74 (obr. 4.29), který je transportním letounem kategorie STOL (short take-off and landing). Na horní ploše křídla jsou

umístěny dva turbodmychadlové motory, které jsou tak chráněny proti poškození nasátím cizích předmětů. Výstupní plyny odcházejí z motorů po vrchní ploše křídla. Když jsou vysunuty víceštěbinové vztlakové klapky, pak jsou tyto plyny vlivem coandova efektu ohýbány dolů, což výrazně přispívá ke zvýšení vztlaku.

- [+] Díky coandovu efektu má letoun kratší vzletovou a přistávací dráhu.
- [+] Motory odlehčují křídla během letu.
- [+] Motory zlepšují aeroelastické vlastnosti křídla.
- [+] Motory chráněny svou polohou před nasátím cizího předmětu.
- [-] Špatná dostupnost motorů při údržbě.



Obrázek 4.29: Letoun An-74 [38]

JEDNOMOTOROVÉ CIVILNÍ PROUDOVÉ LETOUNY



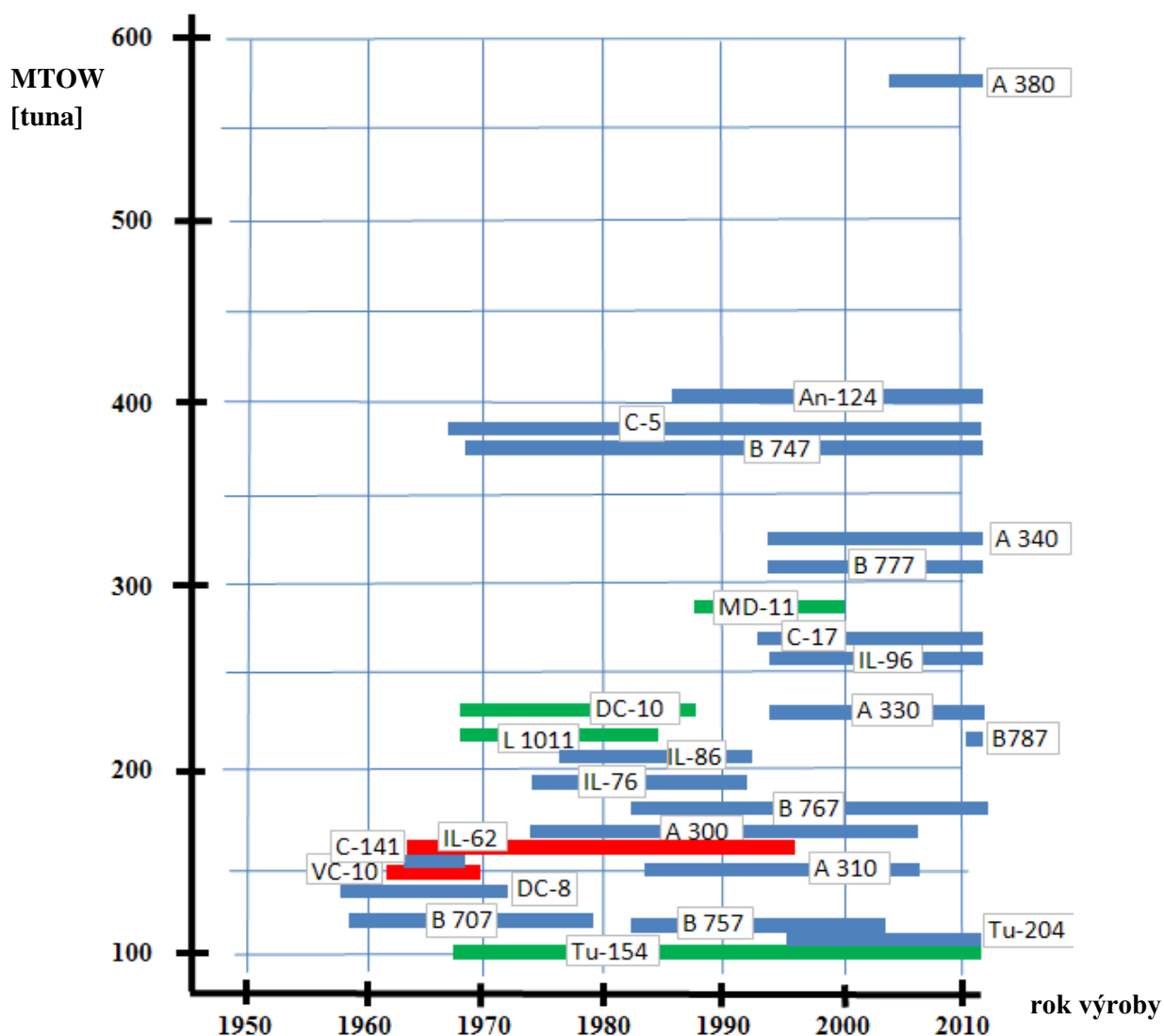
Obrázek 4.30: Letoun Diamond D-JET [25]

Tyto letouny patří do kategorie VLJ (very light jet), jedná se o malé osobní nebo služební letouny se 4-8 místy s maximální vzletovou hmotností do 4 540 kg. Letouny mohou mít proudový motor umístěný na svislé ocasní ploše (Piper PA-47 Piper Jet), mezi ocasními plochami (Eclipse 400)

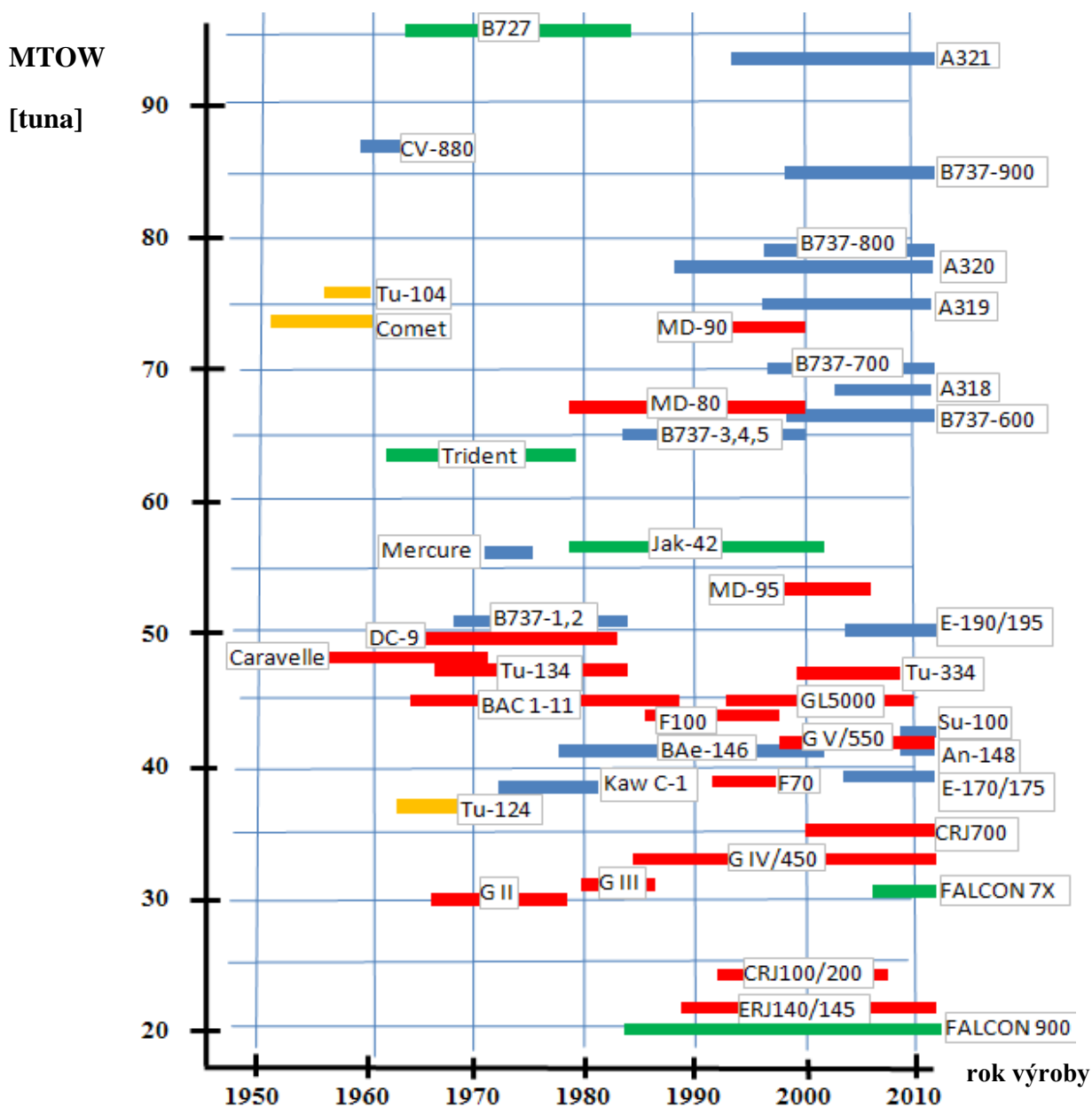
nebo ve spodku střední části trupu se dvěma vstupy vzduchu v kořenové části křídel a výstupní tryskou pod ocasní částí trupu (Diamond D-JET – obr. 4.30).

POUŽITÍ JEDNOTLIVÝCH TYPŮ KONCEPCÍ UMÍSTĚNÍ MOTORŮ NA PROUDOVÝCH PODZVUKOVÝCH DOPRAVNÍCH A VOJENSKÝCH TRANSPORTNÍCH LETOUNECH S MAXIMÁLNÍ VZLETOUVOU HMOTNOSTÍ NAD 20 TUN

- Motory umístěny na pylonech pod křídly.
- Motory umístěny v zadní části trupu.
- Motory umístěny v kořenové části křídla.
- Třímotorové uspořádání.



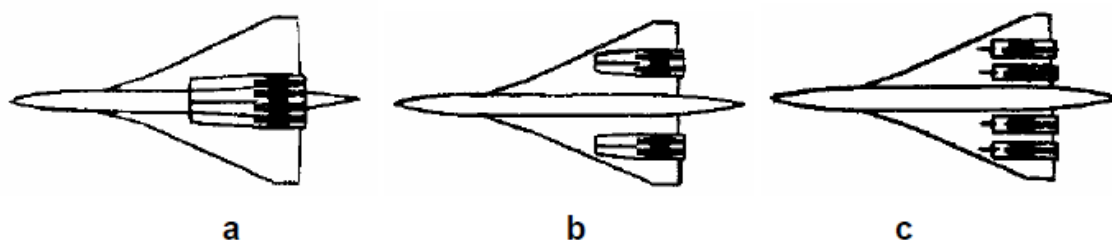
Graf 4.1: Umístění motorů u podzvukových proudových letounů s MTOW (maximální vzletová hmotnost) nad 100 tun [8]



Graf 4.2: Umístění motorů u podzvukových proudových letounů s MTOW (maximální vzletová hmotnost) od 20 do 100 tun [8]

4.3.2 VELKÉ NADZVUKOVÉ LETOUNY

U velkých nadzvukových letounů jsou motory obvykle umístěny v gondolách pod křídly nebo trupem. Existují základní tři varianty (obr. 4.30).



Obrázek. 4.31: Varianty umístění motorů u velkých nadzvukových letounů [9]

NADZVUKOVÉ LETOUNY S MOTORY UMÍSTĚNÝMI VEDLE SEBE POD KŘÍDLEM (TRUPEM)

Toto umístění je znázorněno na obrázku 4.31a

Představitelé - Suchoj T-4, North American XB-70 Valkyrie (obr. 4.32)

- [+] Efekt komprese pod trupem je největší.
- [+] Při vysazení motoru nevzniká velký zatáčivý moment.
- [-] Vstupní ústrojí do motoru je dlouhé \Rightarrow velké ztráty tlaku.
- [-] Křídlo není během letu odlehčováno motory.



Obrázek 4.32: North American XB-70 Valkyrie [23]

NADZVUKOVÉ LETOUNY S MOTORY UMÍSTĚNÝMI PO DVOJICÍCH POD KŘÍDLEM

Tato varianta je znázorněna na obrázku 4.31b

Představitelé - Tupolev Tu-144, Aérospatiale-BAC Concorde (obr. 4.33)



Obrázek. 4.33: Aérospatiale-BAC Concorde [8]

- [+] Malé nebezpečí požáru.
- [+] Kratší vstupní ústrojí do motoru \Rightarrow menší ztráty tlaku.
- [-] Menší pozitivní efekt komprese.
- [-] Při vysazení motoru vzniká větší zatačivý moment.

NADZVUKOVÉ LETOUNY S MOTORY UMÍSTĚNÝMI V ODDĚLENÝCH GONDOLÁCH

Tato koncepce znázorněna na obrázku 4.31c

Byla použita u návrhu nadzvukového dopravního letounu budoucnosti
(Japanese Aerospace Exploration Agency)

- [+] Minimální nebezpečí požáru.
- [+] Minimální délka vstupního ústrojí.
- [+] Křídla odlehčována motory během letu.
- [-] Malý pozitivní efekt komprese.
- [-] Při vysazení motoru nevzniká velký zatačivý moment.

4.3.3 VOJENSKÉ LETOUNY

Tato kapitola se zabývá uspořádáním pohonné jednotky u proudových stíhacích, bitevních, cvičných a menších bombardovacích letounů. Vojenské letouny jsou dále členěny dle umístění vstupního ústrojí a dle polohy motoru. Větší bombardéry, transportní, tankovací a velké průzkumné letouny můžeme zahrnout do předešlých kapitol.

VOJENSKÉ LETOUNY S MOTOREM(Y) UMÍSTĚNÝM(I) VE SPODNÍ ČÁSTI TRUPU SE VSTUPEM VZDUCHU V PŘÍDI

Koncepce použita u prvních ruských proudových stíhacích letounů: Mikoyan-Gurevic Mig-9 Fargo (obr. 4.34), Yakovlev Yak-15, 17, 23.



Obrázek 4.34: Mikoyan-Gurevic Mig-9 Fargo [26]

- [+] Krátké vstupní ústrojí motoru \Rightarrow menší tlakové ztráty.
- [+] Do motoru proudí nerozrušený vzduch.
- [-] Složitá zástavba přední podvozkové nohy a speciálních zařízení (radar, kamera, zbraně) v přídi.
- [-] Horší výhled pilota dopředu.

VOJENSKÉ LETOUNY S MOTOREM(Y) UMÍSTĚNÝM(I) V TRUPU SE VSTUPEM VZDUCHU V PŘÍDI

Použito u dřívějších proudových vojenských letounů. Například u stíhacích letounů Mikoyan-Gurevic Mig-15 Fagot (obr. 4.35), Mig-21 Fishbed, North American F-86 Sabre.

- [+] Do motoru proudí nerozrušený vzduch.
- [+] Vstupní ústrojí umístěno v trupu \Rightarrow menší odpor.
- [-] Dlouhý vstup vzduchu do motoru \Rightarrow větší tlakové ztráty.
- [-] Vstupní ústrojí zabírá místo v trupu.
- [-] Složitá zástavba přední podvozkové nohy a speciálních zařízení v přídi (radar, kamera, zbraně).



Obrázek 4.35: Mikoyan-Gurevic Mig-15 Fagot [8]

VOJENSKÉ LETOUNY S MOTOREM(Y) UMÍSTĚNÝM(I) V TRUPU SE VSTUPEM VZDUCHU POD TRUPEM

Koncepce použita například na víceúčelových letounech General Dynamics F-16 Fighting Falcon (obr. 4. 36) a Eurofighter Typhoon.

- [+] Jednoduchá zástavba radaru v přídi.
- [+] Možné použít podzvukové vstupní ústrojí na nadzvukových letounech (F-16).
- [+] Krátké vstupní ústrojí \Rightarrow menší tlakové ztráty.
- [-] Nebezpečí nasátí cizího předmětu do motoru.



Obrázek 4.36: General Dynamics F-16 Fighting Falcon [8]

VOJENSKÉ LETOUNY S MOTOREM(Y) UMÍSTĚNÝM(I) V TRUPU SE VSTUPY VZDUCHU V KOŘENOVÉ ČÁSTI KŘÍDLA NEBO NA BOCÍCH TRUPU

Koncepce použita například u cvičných letounů Aero L-29 Delfín (obr. 4.37), Aero L-39 Albatros a víceúčelovém letounu Saab JAS-39 Gripen.

- [+] Jednoduchá zástavba přední podvozkové nohy a speciálních zařízení v přídi (radar, kamera, zbraně).
- [+] Dobrý výhled pilota dopředu.
- [+] Krátké vstupní ústrojí motoru \Rightarrow menší tlakové ztráty.
- [-] Zakřivené vstupní ústrojí motoru \Rightarrow větší tlakové ztráty.



Obrázek 4.37: Aero L-29 Delfín [8]

VOJENSKÉ LETOUNY S MOTORY UMÍSTĚNÝMI V TRUPU S VERTIKÁLNÍM USPOŘÁDÁNÍM

Koncepce použita na stíhacím letounu English Electric Lightning (obr. 4.38).

- [+] Střední část trupu má menší průřez \Rightarrow menší odpor.
- [+] Při vysazení motoru nevzniká zatáčivý moment, klopivý moment se lehce eliminuje.
- [-] Složitá zástavba vstupního ústrojí, velké tlakové ztráty.



Obrázek 4.38: English Electric Lightning [19]

VOJENSKÉ LETOUNY S MOTORY UMÍSTĚNÝMI V TRUPU S HORIZONTÁLNÍM USPOŘÁDÁNÍM

Jedna z nejrozšířenějších koncepcí u dvoumotorových vojenských letounů. Použito například na stíhacím letounu McDonnell Douglas F-15 Eagle (obr. 4.39), bojovém letounu Panavia Tornado a záchytném stíhacím letounu Mikoyan-Gurevic Mig-25 Foxbat.

- [+] Při vysazení motoru nevzniká velký zatáčivý moment.
- [-] V případě požáru nebo zničení jednoho motoru je většinou i druhý motor poškozen.
- [-] Dlouhé vstupní ústrojí motoru \Rightarrow větší tlakové ztráty.



Obrázek 4.39: McDonnell Douglas F-15 Eagle [8]

VOJENSKÉ LETOUNY S MOTORY UMÍSTĚNÝMI V GONDOLÁCH POD TRUPEM

Koncepce použita například na stíhacích letounech Mikoyan-Gurevic Mig-29 Fulcrum (obr. 4.40), Suchoj Su-27 Flanker a Grumman F-14 Tomcat.

- [+] Krátké a přímé vstupní ústrojí motoru \Rightarrow menší tlakové ztráty.
- [+] V případě požáru nebo zničení jednoho motoru není většinou druhý motor poškozen.
- [+] Dobrý přístup k motorům při údržbě.
- [+] Trup volný pro instalaci ostatních zařízení.
- [-] Při vysazení motoru vzniká větší zatačivý moment než v předchozí koncepci.
- [-] Nebezpečí nasátí cizího předmětu do motoru ze země.



Obrázek 4.40: Mikoyan-Gurevic Mig-29 Fulcrum [8]

VOJENSKÉ LETOUNY S MOTORY UMÍSTĚNÝMI V KOŘENOVÉ ČÁSTI KŘÍDLA

Koncepce použita například na bitevním letounu Suchoj Su-25 Frogfoot (obr. 4.41) a bombardovacím letounu Blackburn Buccaneer.



Obrázek 4.41: Suchoj Su-25 Frogfoot [8]

- [+] Krátké a přímé vstupní ústrojí motoru \Rightarrow menší tlakové ztráty.
- [-] Porucha motoru představuje hrozbu pro nosnou konstrukci křídla.
- [-] Složitá zástavba pásnic a žeber v křídle v oblasti motoru.
- [-] Složitá zástavba zařízení pro zvýšení vztlaku na odtokové hraně křídla v oblasti motorů.

VOJENSKÉ LETOUNY S MOTORY UMÍSTĚNÝMI POD KŘÍDLY BEZ PYLONŮ

Koncepce použita například na prvním operačně nasazeném stíhacím letounu Messerschmitt Me- 262 Schwalbe (obr. 4.42) a nočním stíhacím letounu Yakolev Yak-25 Flashlight.

- [+] Motory odlehčují křídla během letu, zlepšují aeroelastické vlastnosti křídla.
- [+] Dobrý výhled pilota dopředu.
- [+] Jednoduchá zástavba přední podvozkové nohy a speciálních zařízení v přídi (radar, kamera, zbraně).
- [+] Hlavní podvozek lze zatahovat do gondoly motoru.
- [-] Vzniká interferenční odpor mezi křídlem a gondolou motoru.
- [-] Velký zatáčivý moment při vysazení jednoho motoru.



Obrázek 4.42: Messerschmitt Me- 262 Schwalbe [8]

5. MODERNÍ POHONNÉ JEDNOTKY

Požadavky na moderní pohonné jednotky: nízká hlučnost, nízké emise oxidů dusíku a oxidu uhličitého, nízká spotřeba paliva.

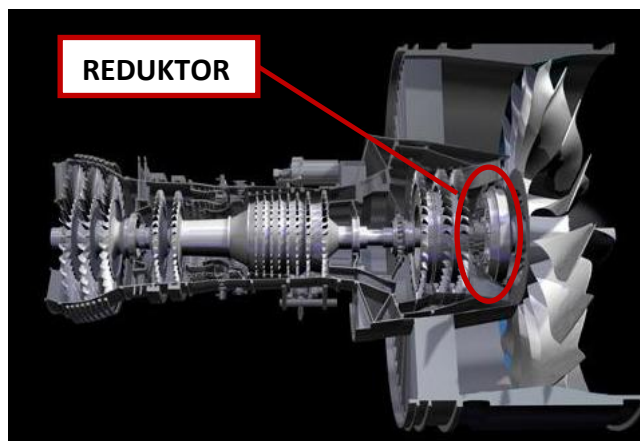
Jak se ukazuje, v budoucnu se budou nejvíce používat motory dvouproudové různého uspořádání dmychadla. Tento způsob pohonu letadel nejvíce vyhovuje spádové dopravě. Pro spádovou dopravu je nezbytné, aby letiště nebylo příliš vzdálené od města, a zároveň aby hluk na letišti neobtěžoval obyvatele. Vhodnou regulací úhlu náběhu dmychadlových lopatek se bude řídit nejen tah motoru, ale i hlukové spektrum.

Vzhledem k vyčerpatelnosti zásob uhlovodíkových paliv se diskutuje o možnosti zavedení nového paliva (vodík). Řešení této otázky je však velmi komplikované, proto se počítá s tím, že další generace letadel ještě novým palivem poháněna nebude.

Nyní si uvedeme nejvýznamnější koncepce leteckých motorů blízké budoucnosti.

5.1 DVOUPROUDOVÝ MOTOR S DMYCHADLEM POHÁNĚNÝM PŘES REDUKTOR

Motory s dmychadlem poháněným přes reduktor (geared turbofan) umožňují využít vysoké účinnosti dmychadla a turbíny při výrazně rozdílných otáčkách (nižší spotřeba paliva, hluk a emise CO_2). Reduktor je planetový a musí mít velmi vysokou účinnost (přes 99%), přenášený výkon je v řádu desítek tisíc kW.

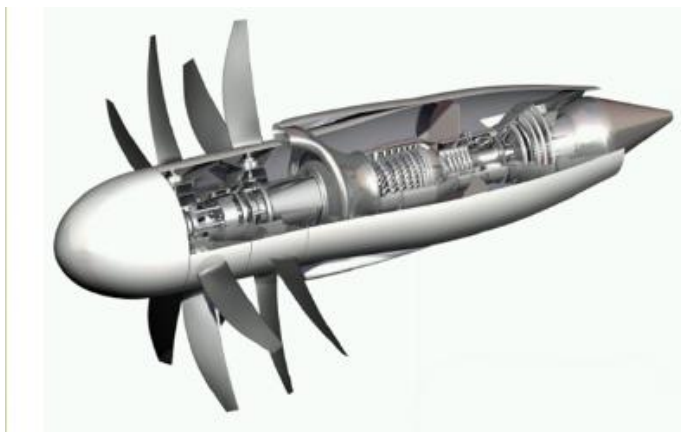


Obrázek 5.1: Motor s dmychadlem poháněným přes reduktor [20]

5.2 PROPFAN - DMYCHADLOVÁ VRTULE

Jedná se o kombinaci turbovrtulového (ekonomičnost provozu) a turbodmychadlového motoru (velký výkon a rychlost). Dmychadlo (vrtule) je umístěno vně gondoly motoru. Speciálně tvarované listy (většinou nastavitelné) mají vysoké obvodové rychlosti a jsou široké. Průměr vrtule je

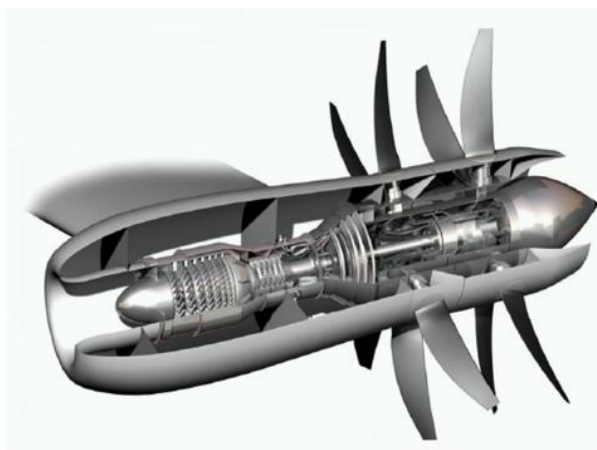
menší než u turbovrtulových motorů. Existuje koncepce jak v tažném (obr. 5.2), tak v tlačném uspořádání s jednou nebo dvěma protiběžnými vrtulemi. U tlačného uspořádání vrtule pracuje v rozrušeném vzduchu, výtokové plyny motoru procházejí přes vrtuli. Vrtule se nemusí odmrazovat, ale je potřeba volit správný materiál, kvůli zvýšené teplotě. Účinnost motoru je do rychlosti 500 km/hod stejná jako u turbovrtulových motorů, při vyšších rychlostech stále stoupá až do rychlosti 900 km/hod. Mezi hlavní nevýhody patří vyšší hladina hluku a vibrace v kabině cestujících. Výkon tohoto motoru se udává v kW.



Obrázek 5.2: Tažné uspořádání propfanu [27]

5.3 UDF - UNDUCTED FAN (NEZAPLÁŠTOVANÉ DMYCHADLO)

Motor s nezaplášťovaným dmychadlem se liší od propfanu velmi málo, může být vybaven reduktorem, firma GE vypracovala koncepci bezreduktorového motoru. Obtokový poměr je zhruba stejný jako u propfanu (40:1), ale výkon se udává v kN.



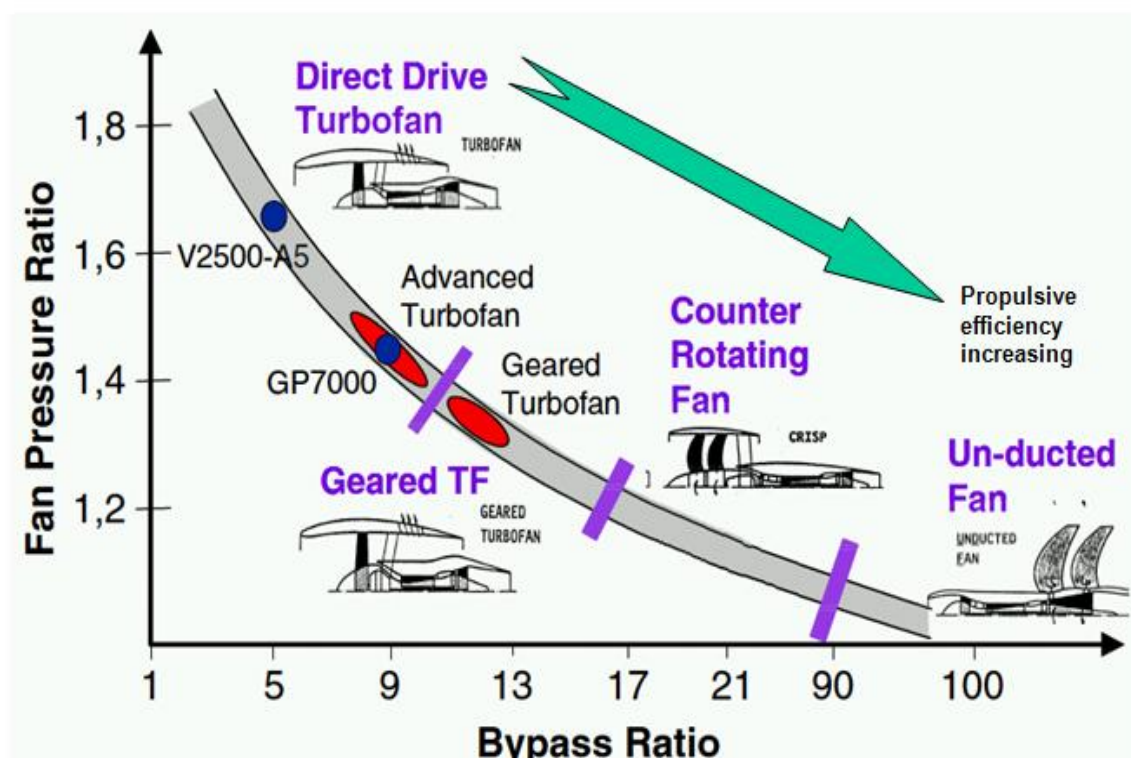
Obrázek 5.3: Motor s přímo poháněným nezaplášťovaným dmychadlem [28]

5.4 MOTOR S PROTIBĚŽNÝMI ZAPLÁŠTOVANÝMI DMYCHADLY

Motor má stejně jako motory s nezaplášťovanými dmychadly v porovnání s klasickými turbodmychadlovými motory vyšší účinnost, menší spotřebu paliva, hluk a emise. Na rozdíl od motorů s nezaplášťovanými dmychadly může být montován na pylon pod křídlo. Motor je také méně hlučný a nemá problémy s vibracemi.



Obrázek 5.4: Motor s protiběžnými zaplášťovanými dmychadly [29]



Obrázek 5.5: Různé koncepce turbodmychadlových motorů s různými obtokovými a kompresními poměry [30]

5.5 NEWAC (NEW AERO ENGINE CORE CONCEPTS)

NEWAC je evropský program zaměřený na výzkum a vývoj nových koncepcí proudových motorů. Programu se účastní hlavní evropští výrobci motorů, technické univerzity a výzkumné instituce pod vedením MTU Aero Engines. Motory budou vybaveny rekuperátorem, který bude využívat teplo z proudu výfukových plynů, a vracet ho zpět do procesu cyklu před vstupem do spalovací komory. Navíc budou použity další technologické funkce navržené pro optimalizaci výkonu motoru, například vzduchové chladiče a aktivní chladičové systémy. Dosáhne se zvýšení termické a propulzní účinnosti, snížení emisí oxidu uhličitého, oxidů dusíku a snížení spotřeby paliva.

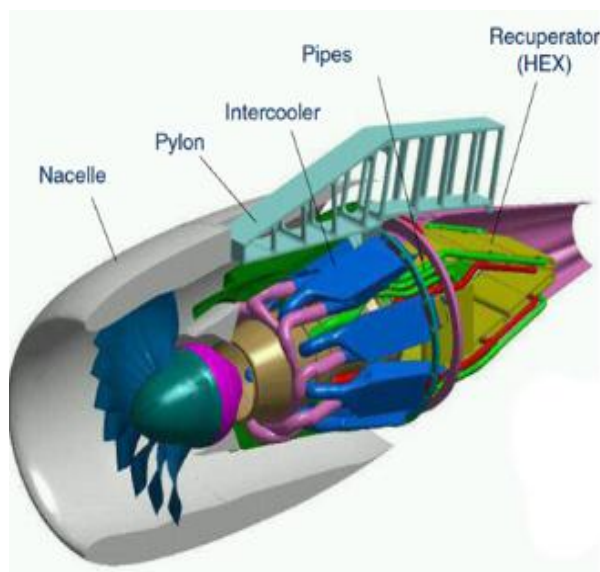
Čtyři vyvíjené koncepce jsou:

Intercooled Recuperative Core (IRA – obr. 5.6) - pro motory s nízkým kompresním poměrem

Intercooled Core - pro tříhřídelové motory s vysokým kompresním poměrem (DDTF)

Active Core - pro motory s dmychadly poháněnými přes reduktor (GTF)

Flow Controlled Core - pro motory s protiběžnými dmychadly (CRTF)



Obrázek 5.6: IRA(Intercooled recuperated aero engine) [32]

6. BUDOUCÍ KONCEPCE USPOŘÁDÁNÍ POHONNÉ JEDNOTKY NA LETOUNU

Nadějných budoucích koncepcí uspořádání pohonné jednotky je celá řada. Dále se zmíníme o čtyřech z nich.

AIRBUS CONCEPT PLANE

Společnost Airbus přišla s koncepcí dopravního letounu pro rok 2050. Motory jsou umístěny vzadu a na půl usazeny v trupu. Poloha motoru snižuje hluk v kabině a díky vysoké spolehlivosti není potřeba častý přístup ke všem částem motoru.



Obrázek 6.1: Airbus concept plane [33]

BLENDED WING BODY (PROPOJENÉ KŘÍDLO S TRUPEM)

Jedná se o vývoj koncepce vojenského transportního a tankovacího letounu pod vedením společnosti Boeing a NASA. V současné době probíhá testování na bezpilotních modelech letounu. Letoun má tři motory umístěné v zadní části trupu (křídla).



Obrázek 6.2: Blended wing body [34]

ECOJET

V roce 2007 představila britská nízkotarifová letecká společnost easyJet návrh projektu dopravního letounu poháněného dvěma motory s nezaplášťovaným dmychadlem (propfan), umístěnými mezi dvojitými ocasními plochami nad zádí trupu. Vzlet nového letounu pracovně označovaného ecoJet 100, jehož výrobu společnost konzultuje s Airbusem i Boeingem, je plánován na rok 2015.



Obrázek 6.3: ecoJet [36]

DOUBLE BUBBLE D8

Koncept dopravního letounu pro 180 cestujících vyvíjený MIT (Massachusetts Institute of Technology). V zadní části letounu mezi ocasními plochami jsou umístěny tři turbodmychadlové motory s velkým obtokovým poměrem.



Obrázek 6.4: Double Bubble D8 [37]

7. ZÁVĚR

V předložené práci byl na základě zadání proveden přehledným způsobem rozbor nejčastěji používaných koncepcí uspořádání pohonné jednotky na letounech.

V jednotlivých kapitolách byly popsány koncepce pohonů podle různých kritérií (typ a počet motorů, oblasti použití, rychlost a předpisy). Takto zpracovaná problematika uspořádání pohonů nám potvrzuje, o jak důležitou oblast při návrhu a konstrukci letounů se jedná.

Práce byla v oblasti proudových dopravních letounů doplněna grafickým znázorněním jednotlivých letounů ukazující uspořádání pohonu, maximální vzletovou hmotnost a časové období jejich výroby [8]. Z grafu vyplynulo, že v oblasti s maximální vzletovou hmotností nad 50 tun jsou všechny současné dopravní letouny koncipovány jako vícemotorové s motory podvěšenými pod křídly. Důvodem je lepší vliv na pevnostní charakteristiky křídla i přes zhoršení aerodynamických vlastností.

V několika kapitolách byly použity fotografie autora této práce [8] pořízené při jeho aktivitách v oblasti letectví.

Kromě technického pohledu na zpracovávané téma byl uplatněn i pohled historický, vyústující v nahlédnutí do budoucích koncepcí uspořádání pohonných jednotek.

Na závěr lze vyslovit myšlenku, že i přes velké množství projektů s nekonvenčním uspořádáním pohonu bude další cesta vývoje většinou konzervativní. K velké změně v této oblasti by snad došlo jen v případě nalezení nového principu pohonu.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

Tištěné zdroje:

- [1] NIU, By Michael Chun-yung. *Airframe structural design: practical design information and data on aircraft structures*. Repr. with minor corrections. Hong Kong: Conmilit Press, 1988. ISBN 96-271- 2804-X.
- [2] JACKSON, Edited by Paul. *Jane's all the world's aircraft 2011-2012*. 102 ed. Coulsdon: Jane's. ISBN 978-071-0629-555.
- [3] ADAMEC, Josef a Jindřich KOCÁB. *Letadlové motory*. Vyd. 2. Praha: Corona, 2008, 175, vii s. ISBN 978-80-86116-54-9.
- [4] DONALD, David a Jindřich KOCÁB. *Encyklopedie letadel světa*. 1. vyd. Praha: Cesty, 1997, 929 s. ISBN 80-718-1230-7.
- [5] KELLER, Ladislav a Jindřich KOCÁB. *Učebnice pilota 2008: pro žáky a piloty všech druhů letounů a sportovních létajících zařízení, provozujících létání jako svou zájmovou činnost*. 1. vyd. Cheb: Svět křídel, 2008, 708 s. ISBN 978-80-86808-46-8.
- [6] ŘÁDA, Ivan a Jindřich KOCÁB. *Anglicko-český letecký slovník: English-Czech Aviation dictionary*. 1. vyd. Praha: Leda, 2001, 415 s. ISBN 80-859-2792-6.
- [7] ADAMEC, Josef a Jindřich KOCÁB. *Pohonná jednotka (021 03): [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1]*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006, 266 s. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 80-720-4477-X.

Elektronické zdroje:

- [8] Autor práce – Martin Bauer
- [9] *Airplane Power Plants Systems Designing: synopsis* / V.F. Shmyrov, R.U Tsukanov, A.I. Ryzhenko, V.D. Pehterev.- Kharkiv: National Aerospace University <KhAI>, 2010. – 220c.[online]. [cit. 2012-05-24].
Dostupné z: http://www.slideshare.net/vijaychandar_kakani/airplane-power-plants-systems-designing-synopsis
- [10] *Engine Placement* [online]. [cit. 2012-05-16]. Dostupné z: <http://adg.stanford.edu/aa241/propulsion/engineplacement.html>.
- [11] *Engine Selection as Part of the Aircraft Design Process* [online]. [cit. 2012-05-18]. Dostupné z: http://www.pa.uky.edu/~rplebeau/ME380/notes/Propulsion_Pt2.pdf.
- [12] *The GE M601* [online]. [cit. 2012-05-18]. Dostupné z: <http://www.skytractor.com/WALTER.htm>.

- [13] JÁN, Tomáš. *ETOPS: Když je záložní letiště daleko* [online]. [cit. 2012-05-18]. Dostupné z: <http://vztlak.net/Technika-a-legislativa/ETOPS-Kdyz-je-zalozni-letiste-daleko>.
- [14] *ETOPS Diversion Times* [online]. [cit. 2012-05-18]. Dostupné z: http://www.dutchops.com/Portfolio_Marcel/Articles/Flight_Operations/Appendix/ETOPS_diversion.
- [15] *VUT 001 Marabu* [online]. [cit. 2012-05-18]. Dostupné z: <http://www.planes.cz/cs/photo/1066406/vut-001-marabu-ok-vut-private-kunovice-uhe-lkku>.
- [16] *P 39* [online]. [cit. 2012-05-18]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/File:P-39_1.jpg.
- [17] *EM-11 ORKA* [online]. [cit. 2012-05-18]. Dostupné z: <http://jetphotos.net/viewphoto.php?id=6666691&nseq=34>.
- [18] *De Havilland Comet Long-Range Jetliner* [online]. [cit. 2012-05-18]. Dostupné z: <http://aerospaceweb.org/aircraft/jetliner/comet/index.shtml>.
- [19] *English Electric Lightning F6*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: <http://www.airliners.net/photo/UK---Air/English-Electric-Lightning/2045512/&sid=af542729b1ff3f9e7debd04ac73d0d02>.
- [20] *Pratt & Whitney Pure Power Geared Turbofan Engine*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: <http://www.popsci.com/bown/2009/product/pratt-amp-whitney-pure-power-geared-turbofan-engine>.
- [21] *Pusher configuration*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Pusher_configuration.
- [22] *Push-pull configuration*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Push-pull_configuration.
- [23] *North American XB-70A Valkyrie*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: <http://www.airliners.net/photo/USA---Air/North-American-XB-70A/0322713>.
- [24] *DC 8 Flap gate*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: <http://www.airliners.net/photo/158663>.
- [25] *Diamond D-JET*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: http://www.diamondaircraft.com/news/2008_06_18.php.
- [26] *Mikojan Gurewitsch / Mikoyan Gurevich MiG-9*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_mig9_en.php.
- [27] *Puller open rotor*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: <http://40yrs.blogspot.com/2008/11/rolls-plans-puller-open-rotor-work.html>.

- [28] *Propfan*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z:
<http://www.theflyzone.it/Motori%20a%20turbina/propfan.jpg>.
- [29] *Snecma future engine concept revealed*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z:
<http://www.flightglobal.com/news/articles/picture-snecma-future-engine-concept-revealed-213520>.
- [30] WILFERT, Günter. *Geared Fan*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z:
http://www.mtu.de/en/technologies/engineering_news/development/Wilfert_Geared_Fan.pdf.
- [31] *NEWAC*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z:
http://www.newac.org/uploads/media/NEWAC_Broschure_01.pdf.
- [32] DONNERHACK, Stefan. *NEWAC subproject 2 “Intercooled Recuperative Core”*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: <http://www.newac.org/86.0.html>.
- [33] *FUTURE BY AIRBUS*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z:
<http://www.airbus.com/innovation/future-by-airbus>.
- [34] *BLENDED WING BODY*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z:
http://en.wikipedia.org/wiki/Blended_wing_body.
- [35] *The “easyJet ecoJet”: to cut CO2 emissions by 50% by 2015*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z: http://www.easyjet.com/en/news/easyjet_ecojet.h.
- [36] *What Became of the EasyJet EcoJet?*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z:
<http://www.stormclimb.com/2011/07/19/what-became-of-the-easyjet-ecojet/>.
- [37] *Beauty of Future Airplanes is More than Skin Deep*. [online]. [cit. 2012-05-23]. Dostupné z:
http://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/future_airplanes.html.
- [38] *Antonov An-72*. [online]. [cit. 2012-05-24]. Dostupné z:
http://en.wikipedia.org/wiki/Antonov_An-72.
- [39] *Trijet*. [online]. [cit. 2012-05-24]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/Trijet>

SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

η_c	[-]	celková účinnost
c	[km*h ⁻¹ ; M]	rychlost letu
H	[km]	výška letu
L	[N]	vztlak křídla
a	[m]	vzdálenost těžiště od působíště vztlaku křídla
M_{ZAS}	[N*m]	klopivý moment křídla vztažený k aerodyn. středu křídla
L_{VOP}	[N]	vyvažovací síla VOP
b	[m]	vzdálenost těžiště od působíště vyvažovací síly na VOP
G	[N]	tíhová síla

GA	General aviation
LSA	Light sport aircraft
UL	Ultralight aviation
ETOPS	Extend range twin engine operat. performance standart
FAA	Federal Aviation Administration
LROPS	Long range operational performance standards
T	Těžiště letounu
NB	Neutrální bod
VOP	Vodorovná ocasní plocha
UAV	Unmanned aerial vehicle
FPV	First person view
CFD	Computational fluid dynamics
C_{Lmax}	Maximální koeficient vztlakové síly
STOL	Short take-off and landing
VLJ	Very light jet
MTOW	Maximum takeoff weight
GE	General Electric
NEWAC	New aero engine core concepts
IRA	Intercooled recuperated aero engine
DDTF	Direct drive turbofan
GTF	Geared turbofan
CRTF	Counter rotating turbofan
MIT	Massachussetts Institute of Technology
[+]	Výhoda
[-]	Nevýhoda